

# 小型無人超音速機の自律・高安定操舵離陸制御系の研究

著者	上羽 正純, 高橋 康平
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2014
ページ	102-105
発行年	2015
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009110">http://hdl.handle.net/10258/00009110</a>

# 小型無人超音速機の自律・高安定操舵離陸制御系の研究

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○高橋 康平(航空宇宙システム工学コース 学部4年)

## 1. 研究背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速機の開発が進められている。本機は滑走路から離陸する必要があるが、自律的な滑走の手法は有人機、無人機ともに明確ではない。そのため滑走離陸のための制御手法を提案し、シミュレーションおよびラジコン機での実験により性能を確認し、小型無人機の安定した滑走離陸技術の確立を目指す。

一般に飛行機の離陸は静止状態から加速をはじめ所定の高度に達するまでの区間とされるが[1]、本研究では図1に示すように離陸を滑走、機首上げによる浮上、上昇の3段階的に分けて実現して行くこととし、はじめに滑走に関する制御技術を確認する。

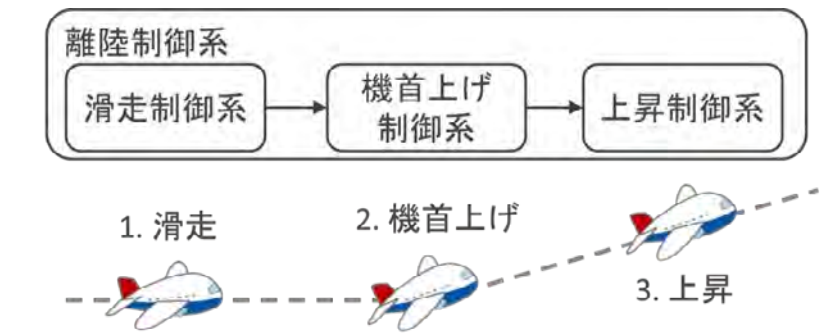


図1 離陸制御系

## 2. 従来技術と問題の所在

本機体の滑走制御にはステアリングを使用することを前提とする。このステアリングを使用した自律的な走行の例として自動車の自動運転があるが、小型無人機の離陸速度は自動車よりも高速であり、機体ダイナミクスが速度により変化する点が異なる。また、自律的な滑走離陸の例が殆ど無いため、制御則設計の目標精度やその指針となる要素が明らかになっていない。従って、機体ダイナミクスの変化に対応し、安定的に滑走するための目標精度、条件を明確化する必要がある。

## 3. 滑走誘導制御系

小型無人機が滑走路を滑走する場合を想定し、航空機の着陸制御系[2]を参考にした誘導制御則を提案する。提案する誘導制御系を機体位置の滑走路中心線からの偏差 $d$ から方位角コマンド $\psi_{cmd}$ を算出する滑走路中心誘導則(図3)と方位角コマンド $\psi_{cmd}$ に合わせて機体の方位角 $\psi$ を制御する滑走方向制御則(図2)で構成する。

Figure 10 is a block diagram of the sliding direction control system. The input is  $d_{ref} = 0$ , which is compared with a feedback signal  $d$  at a summing junction. The resulting error signal is processed by a controller block  $K_{P2} \left(1 + \frac{1}{sT_I}\right)$  to produce a command signal  $\psi_{cmd}$ . This signal is then fed into a dashed box containing three blocks: '滑走方向制御則' (Sliding direction control rule), 'ステアリングダイナミクス' (Steering dynamics), and '機体ダイナミクス' (Vehicle dynamics). The output of the dashed box is the yaw angle  $\gamma$ . This angle is used to calculate the lateral displacement  $d = \frac{V}{s} \sin \gamma$ , which is then fed back to the input summing junction.

```

graph LR
    PsiCmd[ψcmd] -- "+" --> Sum1(( ))
    Psi[ψ] -- "-" --> Sum1
    Sum1 -- "+" --> Sum2(( ))
    Sum2 -- "-" --> TD[TD]
    Sum2 -- "+" --> KP1[KP1(V)]
    KP1 --> UdeltaStr[uδstr]
    UdeltaStr --> SteerDyn[ステアリング  
ダイナミクス]
    SteerDyn --> DeltaStr[δstr]
    DeltaStr --> AircraftDyn[機体  
ダイナミクス]
    AircraftDyn --> R[r]
    R --> Integ[1/s]
    Integ --> Psi
    R --> Sum2
  
```

$$\begin{pmatrix} F_v &= -\frac{C_f + 2C_r}{V} + \frac{\rho V S C_{y\beta}}{2} & N_v &= -\frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{V} + \frac{\rho V S b C_{n\beta}}{2} \\ F_r &= -\frac{C_f l_f - 2C_r l_r}{V} + \frac{\rho V^2 S C_{yr}}{2} & N_r &= -\frac{C_f l_f^2 + 2C_r l_r^2}{V} + \frac{\rho V^2 S b C_{nr}}{2} \\ F_{\delta_{str}} &= C_f & N_{\delta_{str}} &= C_f l_f \end{pmatrix} \quad (2)$$

## 103

し滑走路中心からの偏差 $d$ が $\pm 10$  m以内を目標性能としている。機首上げ移行時は安定して機首上げ操作に移行できるよう経路角 $\gamma$ の目標値を設定した。機首上げ速度 $V$ における経路角 $\gamma$ が $\pm 5$ deg 以内を目標性能とする。

## 6. 数値シミュレーション

### 6-1. シミュレーション条件

ノミナルおよびオフノミナルケースでのシミュレーションを実施した。ノミナルケースは機体が滑走路中心線上(偏差 $d = 0$ )を滑走する軌道である。また、ノミナル以外の条件でも離陸可能なことを確認するために、オフノミナルケースとして表 1 のシミュレーションを実施した。

表 1 オフノミナルケース

Case	条件
1	滑走路に直交する風速一定の風(2m/s)
2	滑走路に直交するパルス状の風(風速 5m/s, 時刻 8sec, 幅 0.3sec)
3	方位角に 9deg( $=3\sigma$ )のバイアス
4	初期方位角に 5deg のオフセット
5	初期位置に 2m のオフセット

### 6-2. シミュレーション結果

図 4 にシミュレーションの結果を示す。すべてのケースで暫定的に設定した目標性能を満たしていることが確認できる。

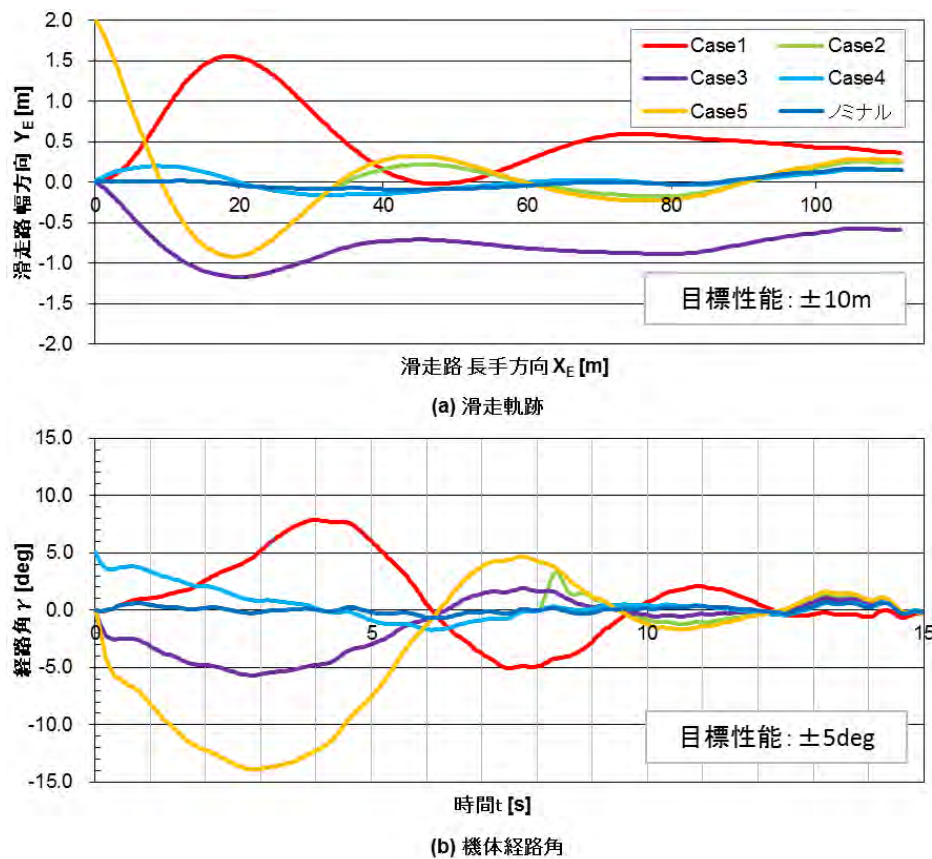


図4 シミュレーション結果

## 7. まとめ

シミュレーションにより提案した滑走誘導制御系が設定した目標性能を満たすことを確認した。以降はラジコン機への実装を行い実験による検討を進めていく。

## 参考文献

- [1] 日本航空宇宙学会, 「航空宇宙工学便覧」, 丸善出版
- [2] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2011.
- [3] 安部正人, 「自動車の運動と制御 車両運動力学の理論形成と応用 第2版」, 東京電機大学出版局, 2012.
- [4] システム制御情報学会編, 「PID 制御」, 朝倉書店, 1992 .